

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2002-276466

(43)Date of publication of application : 25.09.2002

(51)Int.Cl.

F02K 9/95

H01T 13/20

(21)Application number : 2001-077911

(71)Applicant : MITSUBISHI HEAVY IND LTD

(22)Date of filing : 19.03.2001

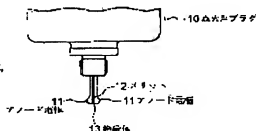
(72)Inventor : KAWAMATA YOSHIHIRO

(54) IGNITION PLUG FOR IGNITING ROCKET ENGINE

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To provide an ignition plug for igniting a rocket engine capable of eliminating a failure frustrating attaining of a mission and causing loss of a machine body or mounted equipment because an engine cannot be ignited when launching or flying a rocket because of lack of redundancy in a conventional ignition plug for generating fire to ignite the engine.

SOLUTION: In this ignition plug, a slit is provided in a shaft direction, an insulating material is filled into the slit, and a plurality of anode electrodes for individually generating discharge spark between the anode electrodes and cathode electrodes and a high voltage generation circuit which is individually connected with each anode electrode, and generates from low voltage power high voltage for discharging supplied to the anode electrodes are provided. As a result, the anode electrodes can be made to have redundancy an rich reliability to surely ignite the engine when flying or launching the rocket, and imparting of redundancy can be realized by a simple work without constrains in increase of cost and space.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's

decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2003 Japan Patent Office

(51) Int.Cl. ⁷	識別記号	F I	テマコード(参考)
F 0 2 K 9/95		F 0 2 K 9/95	5 G 0 5 9
H 0 1 T 13/20		H 0 1 T 13/20	B

審査請求 未請求 請求項の数 1 O L (全 5 頁)

(21) 出願番号 特願2001-77911(P2001-77911)

(22) 出願日 平成13年3月19日(2001.3.19)

(71) 出願人 000006208

三愛重工業株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目5番1号

(72) 発明者 川又 善博

愛知県小牧市大字東田中1200番地 三愛重
工業株式会社名古屋指導推進システム製作
所内

(74) 代理人 100069246

弁護士 石川 新 (外1名)

Fターム(参考) 5C059 AA10 BB03 CC03 CC11 DD23

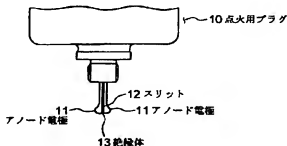
EE23 JJ09

(54) 【発明の名称】 ロケットエンジン着火用点火プラグ

(57) 【要約】

【課題】 本発明はロケットエンジン着火用点火プラグに関する。エンジンの着火を行なう火炎を発生させる従来の点火用プラグは、冗長性がないためロケット等の発射時又は飛行時にエンジン着火ができず、ミッション達成に阻害をきたし、機体又は搭載機器の損失を招く不具合があった。本発明はこの不具合を解消できる点火用プラグの提供を課題とする。

【解決手段】 本発明の点火用プラグは、軸方向にスリットを設け、スリット内に絶縁材を充填し、カソード電極との間で個別に放電火花を発生させる複数のアノード電極、各アノード電極へ個別に連絡され、低電圧電力を放電する高電圧にしアノード電極に供給する高電圧発生回路を設けるものとした。これにより、アノード電極は冗長性を有しロケット等の飛行時、又は発射時エンジンを確実に着火できる信頼性に重むものにでき、又冗長性付与のためにコストアップ、スペース上の制約がなく簡素な作業で実施できる。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 高電圧にされた電力をアノード電極に供給し、前記アノード電極の外周に配設されたカソード電極との間の放電により発生する火花で、前記アノード電極の燃焼室に供給された酸化剤及び燃料の混合気体を着火させ、ロケットエンジンの着火を行なう火花を発生させるロケットエンジン着火用点火プラグにおいて、絶縁材を充填したスリットが設けられ、個別に放電できるように分割された前記アノード電極と、前記アノード電極に個別に連結され、供給された電力を高電圧にして連結した前記アノード電極に供給する高電圧発生回路とを設けたことを特徴とするロケットエンジン着火用点火プラグ。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、液体ロケットエンジンの点火に使用されるロケットエンジン着火用プラグに係り、特に点火用プラグに電力を供給する電気回路の故障発生又はアノード電極の絶縁性不良等が生じ、スパークが飛ばなくなる事態が生じるときにおいても、これらに代る電気回路、又はアノード電極を使用することにより、点火できるようにした冗長性を有するロケットエンジン着火用プラグに関する。

【0002】

【従来の技術】従来、宇宙ロケットの1段及び2段ロケット又は大型飛翔体として使用されている液体ロケットエンジンの着火用プラグとしては、特に、冗長性を持たせたものにするこは行われていない。図3は従来のロケットエンジン着火用プラグ（以下単に着火用プラグと呼称する）を示す図で、図3（a）は着火用プラグが配置されている部分を示す図3（b）に示す矢視A-A図、図3（b）は図3（a）に示す矢視B-Bにおける縦断面図である。

【0003】図において、1は円筒形の着火用プラグ8の軸心部に軸心方向に配設されたアノード電極、2はアノード電極1の外周との間にエアギャップ3を介在させて設けられたカソード電極、4はアノード電極1及びカソード電極2の後方に形成された燃焼室、5はカソード電極2を貫通して設けられ、燃焼室4に水素等の燃料を供給する燃料噴射口、6は図3（a）に示すようにアノード電極1の外周周方向に等ピッチに穿設され、穿設部の間に前述したカソード電極2を6個形成するようにしたノッチ部、7はノッチ部6を介して燃焼室4内に酸素等の酸化剤を供給する酸化剤噴射口である。

【0004】従来のロケットエンジン等の点火に使用される着火用プラグ8は、上述の構成にされているので、酸化剤噴射口7から酸素が噴射されるノッチ部6を介して燃焼室4に供給すると共に、ノッチ部6の間に形成されたカソード電極2を貫通させて設けた燃料噴射口5を介して、燃焼室4内のアノード電極1後端部に向けて水素を供給しているとき、図4に示す供給された24V～

32V程度の電力を高電圧にする高電圧発生回路9から高電圧にされた電力を、アノード電極1に供給する。

【0005】アノード電極1とカソード電極2との間にエアギャップ3が設けられ、アノード電極1とカソード電極2とは電気的に連結されてなく、しかも、隙間が狭くされたエアギャップ3が設定され、火花放電を起り易くされているために、アノード電極1とカソード電極2との間には火花放電が生じ、酸素と水素との混合気はこの放電火花により着火し、ロケットエンジンの着火を行うための爆火を燃焼室4前端部に発生させることができる。

【0006】このように、着火用プラグ8は、着火用プラグ8の軸心部に同軸状に配設されたアノード電極1のまわりに、エアギャップ3を設けて同心状に点火部本体を構成するカソード電極2が配設され、アノード電極1からカソード電極2に向けて放電される火花によって、燃焼室4前端部の酸素等からなる酸化剤と水素等からなる燃料の着火を行い火花を発生させるが、従来の着火用プラグ8は、図4に示すように、このアノード電極1つに対して、1つの高電圧発生回路9を内蔵しているだけのものにされ、分離・独立した複数組の機能をもつシステムにされ、何れか一方によってシステムを起動させ、他方を待機状態にしておく、いわゆる冗長性を持たないものにされているため、この高電圧発生回路9の故障発生およびアノード電極1の絶縁が破壊することによって、アノード電極1とカソード電極2との間にスパークが飛ばなくなることが生じることがある。

【0007】このスパークが飛ばなくなることは、着火用プラグ8による着火不能を意味しており、ロケットエンジン不始動、すくとも、予め決められたスケジュールに基づくロケットエンジンの起動ができない状態に陥り、ロケットエンジンを搭載している宇宙ロケット又は飛翔体などのミッション達成に重大な影響を及ぼすことになる。

【0008】また、着火不能が地上から発射される宇宙ロケットの第1段ロケットエンジンの点火時、著しくは液体推進剤飛翔体などの発射時に生じる場合は、上述したようにミッション達成に重大な影響を及ぼすもの、すくとも宇宙ロケット又は飛翔体などの再使用は、アノード電極1、カソード電極2又は高電圧発生回路9の不具合箇所を精修し、又は交換することにより可能になるが、この着火不能が宇宙ロケットの第1段ロケットの切り離しに行われる第2段ロケットの点火時、又は固体燃料による推進後のブースタエンジンの切り離し時に行われる、液体エンジンの切換え時に生じた場合には、宇宙ロケット又は飛翔体などの機体損失が生じるばかりでなく、宇宙ロケットの場合は、ミッション達成のために搭載されている高価な衛星等も失われることになり、膨大な損失を蒙ることになる。

【0009】

【発明が解決しようとする課題】本発明は、上述した従来の宇宙ロケット又は飛しょう体が装備している点火プラグが、冗長性のあるものにされていないために生じる不具合を解決するために、点火プラグを冗長性を有するものにすることにより、宇宙ロケット又は飛しょう体に装備されているロケットエンジンを、宇宙ロケット又は飛しょう体の飛行（飛しょう）時、若しくは停止時の如何拘わらず確実に着火させることにより、ミッション達成に阻害を来さず、さらには、機体および搭載機器の損失を招くことを防止できるロケットエンジン点火プラグを提供することを課題とする。

【0010】

【課題を解決するための手段】このため、本発明のロケットエンジン着火用点火プラグは、次の手段とした。

【0011】（１）中心部分を軸方向に分割し複数体にするスリットが設けられるとともに、スリット内には相互間を電気的に絶縁する絶縁材が充填され、外周方向に等ピッチに穿設されたノッチ部の間に形成され、その外周との間に形成されたエアーギャップを介して配設されたカソード電極との間で個別に放電させ、燃焼室に供給される燃料と酸化剤とを点火させる点火用の火花を発生させることができるアノード電極を設けた。

【0012】なお、アノード電極は高融点の素材、例えば白金—ロジウム等で形成され、放電時の高温に耐えるものにするともに、混合気体の着火は一般のアノード電極で放電を行い、他のアノード電極は稼働させているアノード電極に放電不良等の不具合が生じた時、直ちに作動状態にできるよう待機状態にできるものにするのが好ましい。また、アノード電極を複数体、好ましくは軸心を通り軸方向に2分割体にするスリット内に充填する絶縁材は、耐高温性に優れるとともに高温時においても、絶縁性を確実に保持できるセラミック等を使用することが好ましい。

【0013】（２）複数体に分割されたアノード電極のそれぞれに個別に連結され、24～32V程度の低電圧で供給された電力を、アノード電極及びカソード電極との間で放電を発生させることのできる高電圧にして、連結されているアノード電極に供給する高電圧発生回路を設けた。

【0014】なお、高電圧発生回路に低電圧の電力を供給するインターフェースコネクタは、複数体のアノード電極に対応して設けられた全ての高電圧発生回路に同時に離脱可能にされ、全ての高電圧発生回路に電力を同時に供給できる共通にしたものにするのが好ましい。

【0015】このように、本発明のロケットエンジン着火用点火プラグは、上述の手段にしたので、複数個のうちのひとつのアノード電極を稼働させているとき、高電圧発生回路に異常が生じ、又はアノード電極部分の絶縁が破れる等の不具合が生じても、待機させている他のアノード電極が直ちに作動させることにより、従来のロケッ

トエンジン着火用点火プラグで生じていた不具合を解消できる冗長性を有するものにでき、ロケットエンジンを装備した宇宙ロケット又は飛しょう体の飛行時（飛しょう時）若しくは地上からの発射時に如何に拘わらず、ロケットエンジンを確実に着火させることができ、宇宙ロケット又は飛しょう体のミッション達成に阻害をきたすことがなく、さらには、着火不良による高価な機体及び搭載機器の損失をきたすことがない、信頼性に富むものにする事ができる。

【0016】また、ロケットエンジン着火用点火プラグを冗長性を有するものにするために、アノード電極中心部に絶縁材を充填したスリットを設け、アノード電極を軸方向に分割されたものにするともに、分割された各アノード電極それぞれに高電圧を供給する高電圧発生回路を設けるだけで良く、従来の冗長性を有しないロケットエンジン着火用点火プラグを冗長性を有するものにする改造は、コストアップを生じることなく、また、スペース上の制約を受けることなく簡素な作業で容易に実施できる。

【0017】

【発明の実施の形態】以下、本発明のロケットエンジン着火用点火プラグの実施の一形態を図面にもとづき説明する。なお、図において図3、図4に示した部材と同一又は類似の部材には、同一符号を付して説明を省略する。図1は、本発明のロケットエンジン着火用点火プラグの実施の第1形態としてのアノード電極の詳細側面図、図2は図1に示すアノード電極に高電圧を発生させて供給する高電圧供給回路を示す図である。

【0018】図1に示すように、本発明のロケットエンジン着火用点火プラグの実施の第1形態を構成する点火プラグのアノード電極11は、高融点の白金—ロジウムの合金からなり、図3に示したアノード電極1と同様に点火プラグ10の軸心部に軸心方向に配設されると共に、アノード電極11中央にスリット12を設けたものにされている。また、このスリット12には耐熱性にも、アノード電極11に高電圧が負荷されて、図3に示すようにアノード電極11の外周周方向に等ピッチにして近接させて設けたカソード電極2に向けてアノード電極11から放電されるときに熔融、脱離を防止できるセラミックからなる絶縁体13が充填され、スリット12にて分離されたアノード電極11の絶縁性を保持するようにしている。

【0019】また、点火プラグ10内には、図4で示した高電圧発生回路9と同様な高電圧発生回路9を2つ内蔵し、各々の高電圧発生回路9は、スリット12にて分割されている1方のアノード電極11に接続される。ただし、点火プラグ10内に内蔵された2つの高電圧発生回路9に24～32Vの電力を供給する図示省略したインターフェースコネクタは、2つの高電圧発生回路9で共通とし、点火プラグを点火器本体へ取付ける部

分の形状も従来の点火用プラグ8と同様にされている。

【0020】このように、本実施の形態のロケットエンジン点火用プラグのアノード電極11は、従来の形状の電極中央にスリット12を設けた、2つの独立した電極にされている。また、アノード電極11を独立した2つの電極に分割するスリット12内には、セラミック等からなる絶縁体13が充填され、対向して配置された相互のアノード電極間の絶縁性も維持される。

【0021】なお、従来の1つのアノード電極1に1つの高電圧発生回路9を接続した点火用プラグ8では、冗長性を有するものとならないために、1つのアノード電極1に、高電圧発生回路のみを追設して2つの高電圧発生回路9を接続して冗長性を持たせることも考えられるが、このようにした場合、たとえ高電圧発生回路9に異常が無くとも、アノード電極1部分の絶縁が破れた場合に、点火器プラグは作動不能に陥る欠点を有するものとなる。

【0022】本実施の形態の点火用プラグ10は高電圧発生回路9を2つ内蔵し、高電圧発生回路9の各々は各々1つのアノード電極に接続され、換言すれば、本実施の形態の高電圧発生回路9は、各々独立したアノード電極11を有しているため、一方のアノード電極11の絶縁が破れた場合でも、他方のアノード電極11が作動するためロケットエンジン不始動が生じることを防止できる。また、2つの高電圧発生回路9は、各々図示を略した出力モニターラインを有しており、この出力モニターラインからの信号により、一方のアノード電極11からスパークが飛んでいることの確認ができると共に、他方のアノード電極11は待機状態にあることの確認が可能な構造にされている。

【0023】また、アノード電極11は従来のアノード電極1形状のものを半割れ形状のものとし、独立に放電させることができるものとされ、さらに、高電圧発生回路9も独立に作動させ、それぞれ独立に高電圧を発生させることもできるものとされているが、高電圧発生回路9に電力を供給するインターフェイスコネクタは、2つの高電圧発生回路9で共通とし、点火用プラグ10を点火器本体へ取り付けられる部分の形状も、従来の点火用プラグ8から変更しないものになっている。

【0024】このようにすることにより、本実施の形態の点火用プラグ10においては、アノード電極11の中心部に絶縁体13を充填したスリット12を設けると共に、点火用プラグ10内に従来の高電圧発生回路9を追設するだけで、点火用プラグを冗長性を有するものにすることができ、宇宙ロケット又は飛翔体1に搭載されているロケットエンジンを、宇宙ロケット又は飛翔体飛行（飛翔）時若しくは停止時の如何拘わらず確実に着火させることができ、宇宙ロケット、飛翔体等のミッション達成に阻害をきたさず、さらには点火用プラグ10の不作用による機体および搭載機器の

損失を招くことを確実に防止することができる。

【0025】さらに、点火用プラグ10の冗長性を持たせるための作業がアノード電極11にスリット12を設け、スリット12内に絶縁体13を充填するだけで済み、また、点火用プラグ10内への従来の高電圧発生回路9の追設だけで済むために、従来の冗長性を有しない点火用プラグ10を冗長性を有するものにできる改造がきわめて容易にでき、宇宙ロケット又は飛翔体等に装備されるロケットエンジンの作動を、きわめて信頼性の高いものにする事ができる。

【0026】

【発明の効果】以上説明したように、本発明のロケットエンジン着火用点火プラグは、中心部分から複数個に分割するスリットを設け、スリット内に絶縁材が充填され、外周配設されたカソード電極との間で個別に放電し、火花を発生できる複数個からなるアノード電極、分割されたアノード電極に個別に連結され、供給された低電圧電力を放電できる高電圧にし、連結されている各アノード電極に供給する高電圧発生回路を設けるものとした。

【0027】これにより、作動させている一方のアノード電極、高電圧発生回路に不具合が生じても、待機している他方のアノード電極を作動させて不具合を解消できる冗長性を有するものになり、宇宙ロケット又は飛翔体1の飛行、飛翔時、又は地上からの発射時にロケットエンジンを確実に着火させることができ、宇宙ロケット等のミッション達成に阻害をきたさず、また、着火不良により高価な機体及び搭載機器の損失をきたさない信頼性に富むものになる。

【0028】また、冗長性を有するものにするためには、アノード電極に絶縁材を充填したスリットを設けアノード電極を分割し、分割された各アノード電極に高電圧を供給する高電圧発生回路を追設のみで済み、従来の冗長性のないロケットエンジン着火用点火プラグを冗長性を有するものにする改造は、コストアップを伴うことが無く、さらには、スペース上の制約を生じることなく、簡単な作業で容易に実施できる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明のロケットエンジン着火用点火プラグの実施の第1形態としてのアノード電極設置部の詳細を示す側面図。

【図2】図1に示すアノード電極及びこれに高電圧を供給する高電圧発生回路を示すブロック図。

【図3】従来のロケットエンジン着火用点火プラグのアノード電極設置部の詳細を示す側面図、図3(a)は図3(b)の矢視A-Aにおける背面図、図3(b)は図3(a)の矢視B-Bにおける縦断面図。

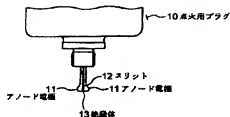
【図4】図3に示すアノード電極及びこれに高電圧を供給する高電圧発生回路を示すブロック図である。

【符号の説明】

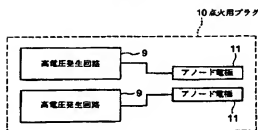
- 1 アノード電極
- 2 カソード電極
- 3 エアギャップ
- 4 燃焼室
- 5 燃料噴射口
- 6 ノッチ部
- 7 酸化剤噴射口

- 8 点火用プラグ
- 9 高電圧発生回路
- 10 点火用プラグ
- 11 アノード電極
- 12 スリット
- 13 絶縁体

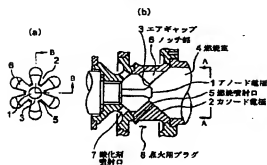
【図1】



【図2】



【図3】



【図4】

